

## 표적 좌표지향 알고리즘 설계

### Coordinates Tracking Algorithm Design

박 주 광\*

Park, Ju-Kwang

#### ABSTRACT

This paper describes the design of a Coordinates Tracking algorithm for EOTS and its error analysis. EOTS stabilizes the image sensors such as FLIR, CCD TV camera, LRF/LD, and so on, tracks targets automatically, and provides navigation capability for vehicles. The Coordinates Tracking algorithm calculates the azimuth and the elevation angle of EOTS using the inertial navigation system and the attitude sensors of the vehicle, so that LOS designates the target coordinates which is generated by a Radar or an operator. In the error analysis in this paper, the unexpected behaviors of EOTS that is due to the time delay and deadbeat of the digital signals of the vehicle equipments are anticipated and the countermeasures are suggested. This algorithm is verified and the error analysis is confirmed through simulations. The application of this algorithm to EOTS will improve the operational capability by reducing the time which is required to find the target and support especially the flight in a night time flight and the poor weather condition.

주요기술용어 : EOTS(Electro Optical Tracking System), LOS(Line-Of-Sight) Stabilization, Position Mode, GPS(Global Positioning System), INS(Inertial Navigation System), FOV(Field Of View)

#### 1. 머리말

현대전에서 야간전투능력의 중요성이 점차 강조되고 있으며, 선진국에서는 회전익기 및 고정익기의 비행체와 전투차량, 함정 등의 플랫폼에 전자광학추적장비(Electro Optical Tracking System ;

EOTS)<sup>[1,2,3]</sup>를 탑재하여 운용하고 있다. 전자광학추적장비는 영상센서(열영상센서(Forward Looking Infra-Red, FLIR), CCD TV 카메라, 레이저 지시기/조사기(Laser Range Finder/Laser Designator, LRF/LD) 등)를 장착하여 주야간 관측 및 사격통제용으로 사용된다. 전자광학추적장비는 플랫폼에서 발생하는 진동이 영상센서로 전달되는 것을 차단하여 안정된 영상을 실시간으로 획득하는 동시에 표적방향으

---

\* 국방과학연구소 선임연구원

로 시선을 이동하는 시스템이다. 또한 표적의 자동추적 기능 및 플랫폼의 순항을 위한 항법 기능이 요구되고 있다.

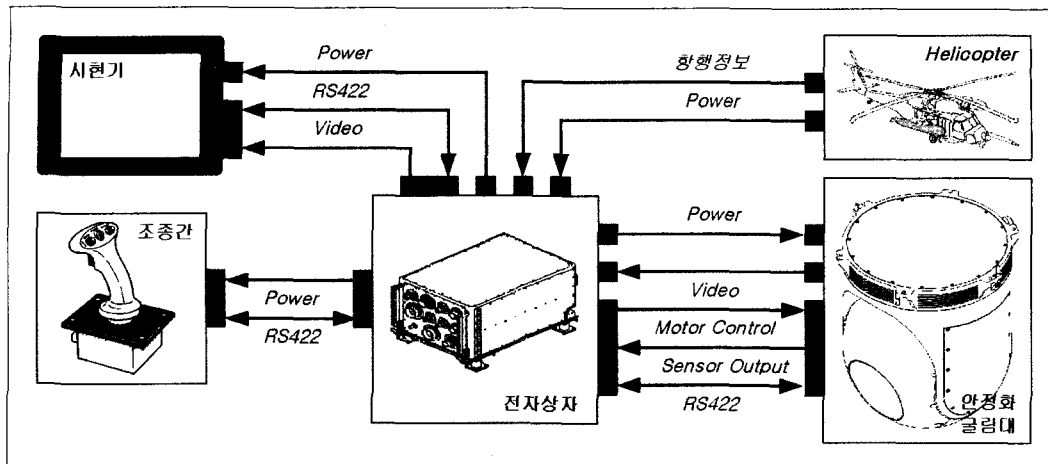
본 논문은 비행체에 탑재하는 전자광학추적장비의 좌표지향 알고리즘 설계와 비행체의 센서에 따른 오차를 해석하였다. 표적좌표지향은 전자광학추적장비의 시선(Line-Of-Sight ; LOS)이 지정된 표적 좌표를 향하는 기능이다. 표적 좌표는 레이더로 획득하거나 필요에 따라 운용자가 직접 발생한다. 표적좌표지향 기능은 전자광학추적장비 시선을 표적까지 자동으로 이동함으로써 표적관측에 소요되는 시간을 단축하여 전자광학추적장비의 운용성을 크게 개선할 수 있으며, 특히 표적이 항행 목적지인 경우 야간 및 악천후 상황에서의 비행체의 안전운항에 도움이 된다. 전자광학추적장비는 비행체 위치와 자세를 기준으로 방위각과 고각을 회전하여 표적좌표를 지향한다. 이때 비행체 위치와 자세는 비행체의 항법시스템 및 자세센서를 이용한다. 이들 정보는 아날로그 신호와 디지털 신호로 출력되며, 디지털 신호는 시간지연 및 전송속도에 의한 불감영역(deadbeat)이 발생한다. 따라서 아날로그 신호는 직접 디지털 신호로 변환하여 사용할 필요성이 있으며, 디지털 신호의 시간지연 및 불감시간에 의한 대책이 요구된다. 오차해석에서는 디지털 신호에 의한 전자광학추적장비의 운동특성을 예측하고 이에 따른 해결방안을 기술하였다. 또한 사용되는 각 신호의 오차성분에 따른 오차해석을 수행하였다. 표적 좌표지향 알고리즘은 사용하는 비행체 탑재장비 신호에 따라 변경이 가능하며, 본 논문에서 제시한 해석방법에 따라 해석이 가능하다. 설계된 알고리즘의 시뮬레이션은 여러 비행모델과 비행체 예측된 신호에 오차를 인가하여 수행하였으며, 알고리즘의 유용성을 입증하였다.

## II. 전자광학추적장비

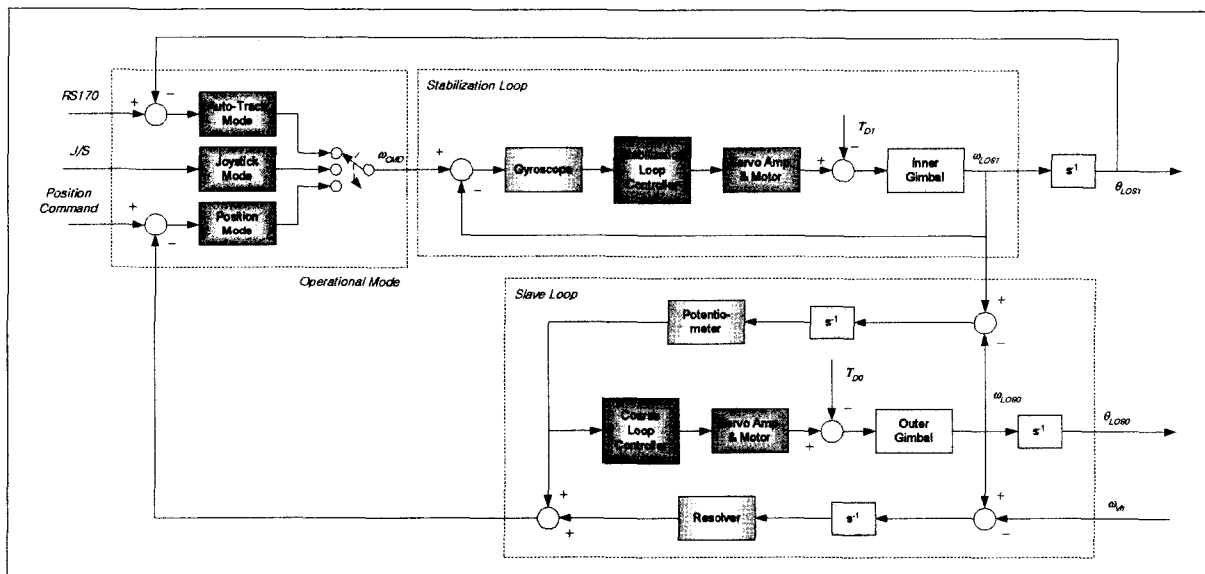
전자광학추적장비는 안정화 굴림대(Stabilized Platform)와 전자상자(System Electronic Unit, SEU), 조종간(System Control Unit, SCU), 시현기(Image Display Unit, IDU)로 구성된다. 비행체에서는 전자상자로 전자광학추적장비의 전원과 항행정보를 제공한다. 비행체로부터 인가되는 항행정보는 영상신호로 처리되어 시현기에 전시된다. 시현기에 전시되는 정보종류는 운용자에 의하여 선정된다. 조종간에서 발생된 운용모드 및 시선 운동명령은 전자상자로 인가된다. 시현기와 조종간은 비행체의 조종석에 탑재된다.

전자상자는 전자보드로 구성되며, 시스템 제어기(System Control Processor ; SCP) 및 영상추적기(Multi Mode Tracker ; MMT), 영상처리기(Video InterFace ; VIF), 안정화 시선 제어기(Digital Servo Controller ; DSC), 전원공급기(PoWeR ; PWR)등으로 구성된다. SCP는 비행체 및 전자광학추적장비의 각 모듈(IDU, SCU, FLIR, MMT, DSC 등)과의 통신 및 시스템 제어를 수행한다. MMT 및 VIF는 영상신호로부터 표적을 추출하며, 항행정보를 영상신호에 추가한다. DSC는 안정화 굴림대의 영상 안정화 및 모드에 따른 운용을 수행하도록 한다. PWR은 비행체에서 인가된 전원으로부터 전자상자에서 필요로 하는 전원을 발생한다.

안정화굴림대는 내부굴림대(Inner Gimbal)와 외부굴림대(Outer Gimbal)로 구성되며, 각 굴림대는 방위각과 고각 방향으로 구동된다. 내부굴림대는 영상센서를 지지하고 있으며, 영상센서 안정화를 목적으로 한다. 외부굴림대는 외부굴림대를 둘러싸는 하우징 형태로 구성되며, 내부굴림대를 추종한다.



(a) 구성도



(b) 블럭도

[그림 2.1] 전자광학추적장비

전자광학추적장비의 동작원리는 다음과 같다. 안정화루프(Stabilization Loop)는 내부굴림대를 안정화한다. 안정화는 자이로가 관성평면에 대한 내부굴림대의 회전운동을 검출하여 안정화루프 제어기로 전송하고, 내부굴림대는 안정화루프 제어기에서 발생한 토크모

터 명령을 서보증폭기를 통하여 발생한다.

종속루프(Slave Loop)는 외부굴림대를 제어한다. 내부굴림대와 외부굴림대의 각변위 오차를 검출하여 종속루프 제어기로 전송한다. 종속루프 제어기는 외부굴림대 토크모터로 구동명령을 발생하여 외부굴림대

가 내부굴림대를 추종하도록 한다.

운용모드 제어기(Operational Mode Controller)는 운용자가 발생한 운용모드에 대하여 동작하도록 각속도명령을 발생한다. 자동추적모드(Auto-Track Mode)는 MMT에서 발생한 추적오차에 해당하는 만큼 전자광학추적장비를 회전한다. 따라서 자동추적모드에서는 표적에 대한 지속적인 추적이 가능하다. 수동모드(Joystick Mode)는 운용자가 조종간을 통하여 발생하는 신호의 속도로 안정화굴림대를 구동한다. 조종간에서 발생한 신호는 성형필터(Shaping Filter)를 통하여 각속도명령을 발생한다. 위치모드(Position Mode)는 전자광학추적장비 시선이 비행체에 대하여 정해진 각도를 유지하는 모드이다. 운용모드에서 발생한 각속도명령은 시스템의 안정도를 향상시키기 위하여 가속도제한기 및 속도 제한기, 위치 제한기를 통하여 자이로 토크로 입력된다.

### III. 좌표지향모드 알고리즘 설계

좌표지향모드는 전자광학추적장비 시선을 방위각과 고각 방향으로 회전하여 표적좌표를 지향한다. 비행체의 위치 및 자세를 고려하여 표적좌표에 대한 전자광학추적장비 시선 위치명령을 발생하여 위치모드 명령으로 인가한다.

본 장에서는 좌표계 정의 및 비행체 항행정보와 자세정보를 이용한 표적좌표로의 전자광학추적장비 시선 계산, 오차해석에 대하여 기술하였다.

#### 1. 좌표계 정의

가. 지구좌표계(Earth Coordinate System) :  $S_E$   
 지구에 고정된 좌표계로  $X$  축을 진북방향,  $Y$  축을

동쪽방향,  $Z$  축을 지구중심 방향으로 한다. 지구좌표계  $S_E$ 의  $X, Y, Z$  축을 각각  $X_E, Y_E, Z_E$  로 표시한다.

나. 동체좌표계(Body Axis System) :  $S_B$

비행체에 고정된 좌표계이다. 원점은 비행체의 질량중심에 있으며,  $X$  축은 동체 중심선 전방방향,  $Y$  축은 비행체 후면에서 기수방향으로 바라볼 때 좌측방향,  $Z$  축은 하강방향으로 한다. 동체좌표계  $S_B$ 의  $X, Y, Z$  축을 각각  $X_B, Y_B, Z_B$ 로 표시한다. 또한  $X_B, Y_B, Z_B$  축이  $X_E, Y_E, Z_E$  축을 중심으로 회전하여 발생하는 각도를 각각 roll, pitch, yaw라 하며, 각각을  $\phi_{roll}, \phi_{pitch}, \phi_{yaw}$ 로 표시한다. 비행체 회전운동은  $X_B, Y_B, Z_B$  축 방향으로 시계방향으로 회전할 때를 (+) 방향이라 정의한다.

다. 구동좌표계(Platform Axis System) :  $S_P$

전자광학추적장비에 고정된 좌표계이다. 원점은 방위각과 고각의 회전축 접점으로 정하고, 이점은 비행체의 질량중심에 있는 것으로 가정한다. 또한  $X$  축은 영상센서 시선방향,  $Y$  축은 시선 좌측 측면방향,  $Z$  축은 시선 아래 방향으로 한다. 구동좌표계의  $X, Y, Z$  축을 각각  $X_P, Y_P, Z_P$ 로 표시한다. 또한  $X_P, Y_P, Z_P$  축이  $X_B, Y_B, Z_B$  축에 대하여 회전하여 발생하는 각도를 각각 횡전각, 고각, 방위각이라 하며, 각각을  $\theta_{roll}, \theta_{EL}, \theta_{AZ}$ 로 표시한다. 전자광학추적장비는 방위각  $\theta_{AZ}$ 와 고각  $\theta_{EL}$ 을 구동한다. 전자광학추적장비 회전운동은  $X_B, Y_B, Z_B$  축 방향에 대하여 시계방향으로 회전할 때를 (+) 방향이라 정의한다. 한편 전자광학추적장비는 비행체에 고정되어 운용되므로 동체좌표계  $S_B$ 와 구동좌표계  $S_P$ 의 병진운동 크기는 일치한다.

#### 2. 좌표추적 알고리즘

비행체 위치에서 진북방향과 비행체가 위치한 평면

에 대한 방위각과 고각을 산출하고, 비행체 자세에 의한 각도를 보상하여 전자광학추적장비의 위치명령으로 발생한다. 비행체가 지구좌표계  $S_E$ 의 점  $P_1(Y_H, X_H, Z_H)$ 에 위치하고, 표적이 지구좌표계  $S_E$ 의 점  $P_2(Y_{WP}, X_{WP}, Z_{WP})$ 에 위치하는 경우 동체좌표계  $S_B$ 의 원점으로부터의 표적의 이격거리는 식(3.1)과 같이 계산된다.

$$X_T = X_{WP} - X_H \quad (3.1,a)$$

$$Y_T = Y_{WP} - Y_H \quad (3.1,b)$$

$$Z_T = Z_{WP} - Z_H \quad (3.1,c)$$

여기서  $X_T$ 는 비행체에 대한 위도방향의 표적거리이고,  $Y_T$ 는 경도방향으로 표적거리,  $Z_T$ 는 표적에 대한 비행체 고도 데이터이다. 비행체와 표적과의 수평거리  $D_{XY}$ 는 식(3.2)와 같이 구할 수 있다.

$$D_{XY} = \sqrt{X_T^2 + Y_T^2} \quad (3.2)$$

전자광학추적장비 방위각  $\theta_{AZ}$ 는  $360^\circ$  관측이 가능하므로 전방향에 대한 위치를 계산하여야 한다. 표적 좌표에 대한 방위각  $\theta_{TAZ}$ 는 식(3.3)과 같이 동체좌표계  $S_B$ 의 원점으로부터의 표적의 이격거리  $X_T$ 와  $Y_T$ 의 부호에 따라 계산한다.

$$\theta_{TAZ} = \cos^{-1}\left(\frac{Y_T}{D_{XY}}\right) \quad \text{for } X_T \geq 0 \text{ and } Y_T \geq 0 \quad (3.3,a)$$

$$\theta_{TAZ} = \cos^{-1}\left(\frac{Y_T}{D_{XY}}\right) \quad \text{for } X_T \leq 0 \text{ and } Y_T \geq 0 \quad (3.3,b)$$

$$\theta_{TAZ} = \sin^{-1}\left(\frac{Y_T}{D_{XY}}\right) \quad \text{for } X_T \geq 0 \text{ and } Y_T \leq 0 \quad (3.3,c)$$

$$\theta_{TAZ} = -\cos^{-1}\left(\frac{Y_T}{D_{XY}}\right) - 90 \quad \text{for } X_T \leq 0 \text{ and } Y_T \leq 0 \quad (3.3,d)$$

한편, 고각  $\theta_{EL}$ 은  $\pm 90^\circ$ 의 제한된 위치를 관측하여도 전방향 관측이 가능하다. 표적좌표에 대한 고각  $\theta_{TEL}$ 은 식(3.4)와 같다.

$$\theta_{TEL} = \tan^{-1}\left(\frac{Z_T}{D_{XY}}\right) \quad (3.4)$$

전자광학추적장비의 시선 위치는 비행체에 대한 위치이므로 비행체 자세에 의한 시선의 변화를 보상하여야 한다. 비행체는 yaw, pitch, roll의 회전운동을 하며, 비행체 자세에 의한 전자광학추적장비 시선은 식(3.5)와 같이 결합된다.<sup>[4]</sup>

$$\begin{bmatrix} \theta_{VAZ} \\ \theta_{VEL} \\ \theta_{VRL} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_{CAZ} & -\sin \theta_{CAZ} \\ 0 & \sin \theta_{CAZ} & \cos \theta_{CAZ} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_{yaw} \\ \phi_{pitch} \\ \phi_{roll} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

여기서  $\theta_{VAZ}, \theta_{VEL}, \theta_{VRL}$ 은 각각 비행체 자세에 의한 전자광학추적장비 시선의 방위각과 고각, 횡전각 방향으로 보상하여야 하는 각도이며,  $\theta_{CAZ}$ 는 전자광학추적장비가 지향하여야 하는 방위각이다.

식(3.3)과 식(3.4)를 식(3.5)로 보상하면 식(3.6)과 같이 전자광학추적장비가 지향하여야 하는 방위각  $\theta_{CAZ}$ 과 고각  $\theta_{CEL}$ 을 발생한다.

$$\theta_{CAZ} = \theta_{TAZ} - \theta_{VAZ} \quad (3.6,a)$$

$$\theta_{CEL} = \theta_{TEL} - \theta_{VEL} \quad (3.6,b)$$

식(3.6)의 방위각  $\theta_{CAZ}$  과 고각  $\theta_{CEL}$  을 전자광학추적 장비 위치모드의 위치명령으로 인가하여 표적좌표 추적이 이루어진다.

### 3. 오차 해석

표적지향모드는 영상센서의 시선이 표적좌표를 지향하고, 좌표가 영상센서 시계(Field Of View ; FOV) 내에 존재하도록 동작하는데 목적이 있다. 표적이 관측되면 표적의 자동추적 및 정밀관측이 가능하다. 본 절의 목적은 좌표추적모드의 각종 오차요소 도출 및 예측하고, 그에 따른 적절한 기능을 부과하는 것이다.

#### 가. 표적좌표 오차

표적좌표 오차에 의한 전자광학추적장비 시선 지향 각도 오차를 계산한다. 점  $P_1(Y_{WP}, X_{WP}, Z_{WP})$ 을 관측하고자하는 경우 표적좌표 신호 분해능이나 신호처리 오차 등에 의한 표적좌표 오차로 인하여 점  $P_2(\hat{Y}_{WP}, \hat{X}_{WP}, \hat{Z}_{WP})$ 가 지정되어 시선 지향각도 오차가 발생한다. 이로 인하여 그림 3.1과 같이 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차가 발생한다.

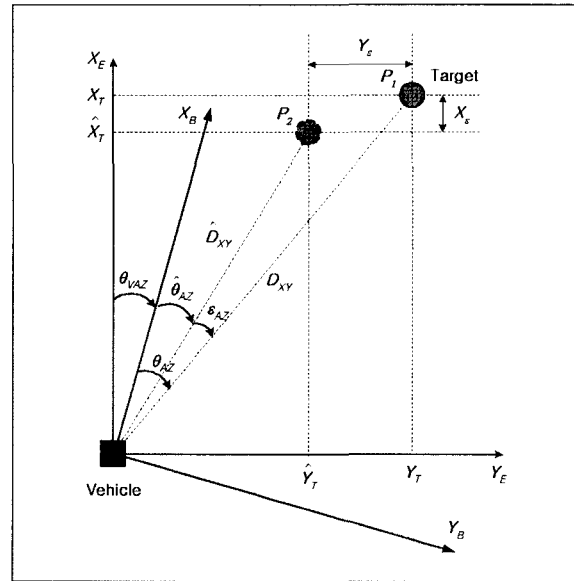
표적좌표 오차 방향을 지구좌표계  $S_E$  와 동일하게 정의하면 실제 비행체 위치와의 관계는 식(3.7)과 같이 정의한다.

$$X_T = \hat{X}_T + X_e \quad (3.7,a)$$

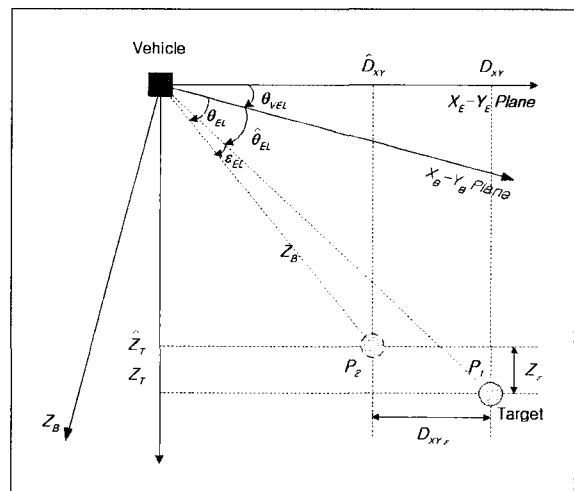
$$Y_T = \hat{Y}_T + Y_e \quad (3.7,b)$$

$$Z_T = \hat{Z}_T + Z_e \quad (3.7,c)$$

여기서  $X_e, Y_e, Z_e$  는 각각  $X_E, Y_E, Z_E$  축의 표적좌표



(a) 방위각



(b) 고각

[그림 3.1] 표적좌표 오차에 의한 시선 지향각도 오차

오차이며,  $\hat{X}_T, \hat{Y}_T, \hat{Z}_T$  는 각각 표적좌표 오차에 의한  $X_E, Y_E, Z_E$  축에서의 표적좌표이다. 표적좌표 오차에 의하여 발생하는 전자광학추적장비 방위각 시선 지향 각도 오차  $\epsilon_{AZ}$  와 고각 시선 지향각도 오차  $\epsilon_{EL}$  은 식

(3.8)과 같다.

$$\varepsilon_{AZ} = \theta_{AZ} - \hat{\theta}_{AZ} \quad (3.8,a)$$

$$\varepsilon_{EL} = \theta_{EL} - \hat{\theta}_{EL} \quad (3.8,b)$$

여기서  $\theta_{AZ}$  와  $\hat{\theta}_{AZ}$  는 각각 실제 표적좌표에 대한 전자광학추적장비의 방위각과 표적 좌표오차를 포함하는 표적좌표에 대한 전자광학추적장비의 방위각이며,

$$\theta_{AZ} = \tan^{-1} \left( \frac{Y_T}{X_T} \right) \quad (3.9,a)$$

$$\hat{\theta}_{AZ} = \tan^{-1} \left( \frac{\hat{Y}_T}{\hat{X}_T} \right) \quad (3.9,b)$$

$\theta_{EL}$  과  $\hat{\theta}_{EL}$  은 각각 실제 표적좌표에 대한 전자광학추적장비의 고각과 표적 좌표오차를 포함하는 표적좌표에 대한 전자광학추적장비의 고각이다.

$$\theta_{EL} = -\tan^{-1} \left( \frac{Z_T}{D_{XY}} \right) \quad (3.10,a)$$

$$\hat{\theta}_{EL} = -\tan^{-1} \left( \frac{\hat{Z}_T}{\hat{D}_{XY}} \right) \quad (3.10,b)$$

여기서  $\hat{D}_{XY}$  는  $Y_E - X_E$  평면에서의 표적 좌표오차를 포함하는 표적좌표 거리이다. 식(3.8)은 식(3.11)과 같이 정리된다.

$$\varepsilon_{AZ} = \tan^{-1} \left( \frac{Y_T \cdot \hat{X}_T - X_T \cdot \hat{Y}_T}{X_T \cdot \hat{X}_T + Y_T \cdot \hat{Y}_T} \right) \quad (3.11,a)$$

$$\varepsilon_{EL} = \tan^{-1} \left( \frac{D_{XY} \cdot \hat{Z}_T - Z_T \cdot \hat{D}_{XY}}{D_{XY} \cdot \hat{D}_{XY} + Z_T \cdot \hat{Z}_T} \right) \quad (3.11,b)$$

한편 실제 표적거리  $D_{XY}$  와  $D_{XYZ}$  는 식(3.12)와 같으므로

$$\hat{D}_{XY}^2 = (X_T - X_e)^2 + (Y_T - Y_e)^2 \quad (3.12,a)$$

$$\hat{D}_{XYZ}^2 = (X_T - X_e)^2 + (Y_T - Y_e)^2 + (Z_T - Z_e)^2 \quad (3.12,b)$$

식(3.11)은 식(3.13)과 같이 정리된다.

$$\varepsilon_{AZ} = \tan^{-1} \left( \frac{2(Y_T \cdot X_e - X_T \cdot Y_e)}{(D_{XY}^2 - D_{XYe}^2) + \hat{D}_{XY}^2} \right) \quad (3.13,a)$$

$$\varepsilon_{EL} = \tan^{-1} \left( \frac{2(D_{XY} \cdot Z_e - Z_T \cdot D_{XYe})}{(D_{XYZ}^2 - D_{XYZe}^2) + \hat{D}_{XYZ}^2} \right) \quad (3.13,b)$$

표적 좌표오차에 의한 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차는 주로 표적거리와 관계된다. 표적이 비행체로부터 멀리 있을수록 시선 지향각도 오차는 감소하며, 비행체가 표적에 접근함에 따라 시선 지향각도 오차가 증가한다. 또한 식(3.13)의 분자항에 의하여 각 표적거리에서 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차 최대 및 최소조건은 표 3.1에 정리하였다.

[표 3.1] 시선 지향각도 오차 최대 및 최소조건

	최대오차 조건	최소오차 조건	비고
방위각	$\frac{Y_T}{X_T} = \frac{Y_e}{X_e}$	$\frac{Y_T}{X_T} = -\frac{Y_e}{X_e}$	
고 각	$\frac{Z_T}{D_{XY}} = \frac{Z_e}{D_{XYe}}$	$\frac{Z_T}{D_{XY}} = -\frac{Z_e}{D_{XYe}}$	

즉, 비행체에서 지시된 표적좌표의 벡터와 실제표적의 좌표와 지시된 표적좌표까지의 벡터방향이 동일한 경우 시선 지향각도 오차는 최소가 된다. 반면에 비행체에서 지시된 표적좌표의 벡터와 실제표적의 좌표와 지시된 표적좌표까지의 벡터방향이 직각인 경우 지향각도 오차는 최대가 된다.

한편 비행체와 표적좌표의 상대고도를 알 수 없는 경우 고도오차  $Z_e$ 에 의하여 고각 시선지향 오차가 발생한다. 표적고도 오차가  $X_B$  혹은  $Y_B$  축의 표적좌표 오차보다 상대적으로 큰 경우  $X_B$  축이나  $Y_B$  축의 표적좌표 오차를 무시할 수 있다. 표적고도를 수평면으로 가정하여 계산하면 표적의 고도에 의한 전자광학추적장비 고각 시선 지향각도 오차  $\epsilon_{EL}$  는 식(3.14)와 같이 간략화 할 수 있다.

$$\epsilon_{EL}(k) = -\tan^{-1} \left( \frac{D_{XY}}{D_{XYZ}^2 / Z_e - Z_T} \right) \quad (3.14)$$

이것은 비행체의 전자지도와 연동하여 정밀한 시선 지향이 가능하다.

#### 나. 센서오차

표적지향모드에서 전자광학추적장비 시선이 지향하는 위치를 계산하기 위하여 비행체의 좌표 및 비행체 자세를 필요로 한다. 이때 비행체의 좌표와 자세는 각각 비행체의 항법시스템(GPS, INS 등)와 자세센서(Synchro-meter, Resolver 등)의 신호를 사용한다. 관성항법시스템과 자세센서 오차 및 신호처리 오차는 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차를 발생한다. 항법시스템 오차는 지구좌표계  $S_E$  에서 비행체로부터 표적좌표까지의 거리오차를 발생하며, 자세센서 오차는

지구좌표계  $S_E$  에서 비행체 자세오차를 발생한다. 그러므로 비행체 항법시스템 및 자세센서 오차는 지구좌표계  $S_E$  에 대한 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차를 발생한다.

항법시스템 오차에 의한 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차 발생개념은 그림 3.2와 같다. 항법시스템 오차에 의하여 발생하는 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차는 표적좌표 오차에 의하여 발생하는 시선 지향각도 오차와 결과가 동일하므로 결과식 유도 및 분석은 생략한다.

한편, 자세센서 오차에 의하여 발생하는 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차  $\epsilon_{AZ}$  와  $\epsilon_{EL}$  는 식(3.15)와 같이 계산된다.

$$\epsilon_{AZ} = \theta_{VAZ} - \hat{\theta}_{VAZ} \quad (3.15,a)$$

$$\epsilon_{EL} = \theta_{VEL} - \hat{\theta}_{VEL} \quad (3.15,b)$$

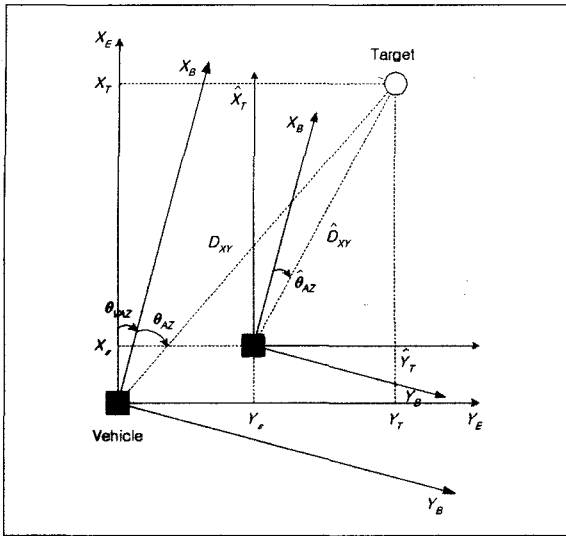
여기서  $\theta_{VAZ}$  와  $\theta_{VEL}$  은 실제 비행체 자세에 의하여 전자광학추적장비 시선위치에 보상되어야하는 각도이고,  $\hat{\theta}_{VAZ}$  와  $\hat{\theta}_{VEL}$  은 오차를 포함하는 자세센서 출력에 의하여 발생하는 전자광학추적장비 시선위치에 보상각도이다. 자세센서 오차에 의하여 발생하는 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차는 식(3.16)과 같다.

$$\epsilon_{AZ} = \phi_{yaw\epsilon} \quad (3.16,a)$$

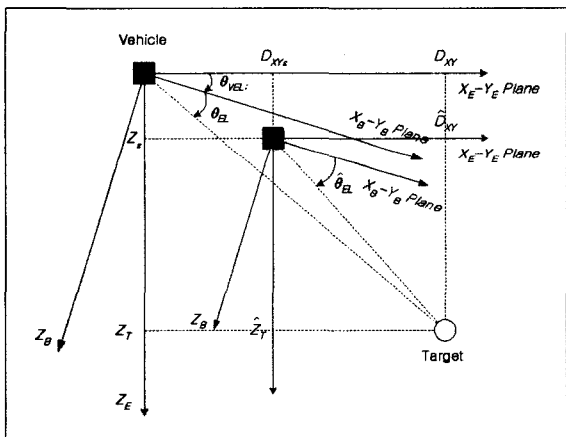
$$\epsilon_{EL} = -\cos \theta_{AZ} \cdot \phi_{pitch\epsilon} + \sin \theta_{AZ} \cdot \phi_{roll\epsilon} \quad (3.16,b)$$

여기서  $\phi_{yaw\epsilon}$ ,  $\phi_{pitch\epsilon}$ ,  $\phi_{roll\epsilon}$  는 각각 비행체 yaw, pitch, roll 축에 대한 자세센서의 회전오차이다.





(a) 방위각



(b) 고각

[그림 3.2] 항법시스템 오차에 의한 시선 지향각도 오차

다. 신호 전송속도 및 시간지연

비행체의 항법시스템 신호는 디지털 신호로 출력되어 신호의 분해능 및 전송속도가 고정되며, 중계장치를 통하여 전송되는 경우에 시간지연이 발생할 가능성이 크다. 반면에 자세센서 신호는 모듈레이션된 아

날로그 신호가 발생되며 인터페이스 회로를 통하여 입력되어 디지털 신호로 변환이 가능하며, 신호발생 주기 조절이 가능하다.

신호의 전송속도는 센서오차와 동일한 방법으로 해석이 가능하다. 신호의 전송속도에 의한 비행체 위치 오차는 비행체 위치 변화율(속도)에 비례하므로 항법 시스템 신호의 전송속도에 의한  $X_E, Y_E, Z_E$  축에서 비행체 위치오차는 각각 식(3.17)과 같다.

$$[X_\epsilon]_{max} = -V_X \cdot T_s \quad (3.17,a)$$

$$[Y_\epsilon]_{max} = -V_Y \cdot T_s \quad (3.17,b)$$

$$[Z_\epsilon]_{max} = -Z_Y \cdot T_s \quad (3.17,c)$$

여기서  $[\cdot]_{max}$ 는 신호의 최대크기이며,  $V_X, V_Y, V_Z$ 는 각각  $X_E, Y_E, Z_E$  축 방향 비행체 속도이고,  $T_s$ 는 항법 시스템 신호의 샘플링 주기이다. 또한 항법시스템 신호의 시간지연에 의한  $X_E, Y_E, Z_E$  축에서 비행체 위치 오차는 각각 식(3.18)과 같다.

$$X_\epsilon = -V_X \cdot T_D \quad (3.18,a)$$

$$Y_\epsilon = -V_Y \cdot T_D \quad (3.18,b)$$

$$Z_\epsilon = -Z_Y \cdot T_D \quad (3.18,c)$$

여기서  $T_D$ 는 항법시스템 신호의 지연시간이다. 신호의 전송속도와 시간지연에 의한 비행체 위치오차는 식(3.19)와 같다.

$$[X_\epsilon]_{max} = -V_X \cdot (T_s + T_D) \quad (3.19,a)$$

$$[Y_\varepsilon]_{\max} = -V_V \cdot (T_S + T_D) \quad (3.19,b)$$

$$[Z_\varepsilon]_{\max} = -Z_V \cdot (T_S + T_D) \quad (3.19,c)$$

식(3.13)에 식(3.19)를 대입하면 항법시스템 신호의 시간지연에 의한 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차가 산출된다.

신호의 시간지연이 전자광학추적장비 시선에 미치는 영향은 비행체가 표적에 접근함에 따라 점차로 증가된다. 한편 전송속도에 의한 오차는 신호가 갱신되는 순간에 전자광학추적장비 시선위치 명령의 오차가 없다. 다음 신호의 갱신이 되기까지 오차는 증가한다. 이러한 일련의 과정은 영상의 떨림을 발생하며, 그 크기는 비행체가 표적에 접근할수록 증가한다. 이러한 떨림현상은 데이터의 갱신율을 증가시켜 해결할 수 있으며, 정밀한 항법 데이터를 산출하기 위하여 GPS와 INS 통합기법이 제시되고 있다.<sup>[5,6]</sup> 이들 신호의 조합은 GPS에 의한 데이터를 기준으로 다음 신호가 갱신되기까지 INS 데이터로 비행체 위치를 계산한다.

한편 표적지향이 정밀한 표적관측을 요구하지 않는 시스템에서는 비행체에 탑재된 항법시스템 외에 별도의 항법시스템을 설치하지 않고 구성이 가능하다. 장비의 신호주기가 긴 경우에는 보간법(interpolation)을 사용하여 샘플링 주파수를 증대시킬 수 있다.<sup>[7]</sup> 이러한 설정은 신호주기에 의한 떨림을 방지할 수 있으나, 신호 전송속도에 의한 최대오차가 유지되며 좌표추적 중에 전자광학추적장비 시선이동이 가능하도록 하는 기능이 필요하다.

자세센서 신호 시간지연에 의하여 발생하는 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차도 센서오차와 동일한 방법으로 해석이 가능하다. 자세센서 신호 시간지연은

식(3.20)과 같이 표현된다.

$$\phi_{yaw\varepsilon} |_{\max} = -V_{yaw} \cdot (T_S + T_D) \quad (3.20,a)$$

$$\phi_{pitch\varepsilon} |_{\max} = -V_{pitch} \cdot (T_S + T_D) \quad (3.20,b)$$

$$\phi_{roll\varepsilon} |_{\max} = -V_{roll} \cdot (T_S + T_D) \quad (3.20,c)$$

여기서  $V_{yaw}, V_{pitch}, V_{roll}$  는 각각 지구좌표계  $S_E$  에 대한 yaw, pitch, roll 축으로의 비행체의 회전속도이다. 그러므로 자세센서 신호의 지연시간에 의한 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차는 식(3.21)과 같다.

$$[\varepsilon_{AZ}]_{\max} = -V_{yaw} \cdot (T_S + T_D) \quad (3.21,a)$$

$$[\varepsilon_{EL}]_{\max} = -\cos\theta_{AZ} \cdot V_{pitch} \cdot (T_S + T_D) + \sin\theta_{AZ} \cdot V_{roll} \cdot (T_S + T_D) \quad (3.21,b)$$

자세센서 신호를 전자광학추적장비에서 직접 디지털화하는 경우, 신호의 시간지연 및 전송속도는 항법시스템의 시간지연 및 전송주기 보다 적으므로 이로 인한 전자광학추적장비 오차는 무시할 수 있다.

#### IV. 시뮬레이션

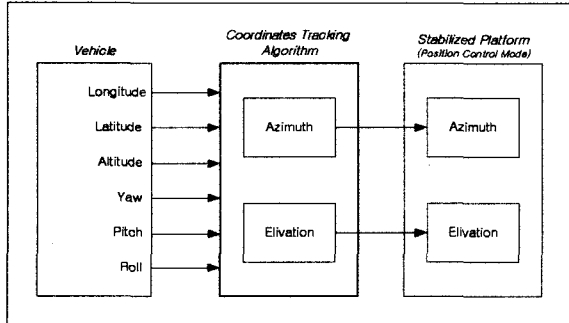
센서오차 및 좌표오차, 시간지연이 존재하는 조건에서의 시뮬레이션 결과를 제시하였다. 시뮬레이션은 그림 4.1의 모델을 이용하여 Matlab Simulink에서 수행하였으며, 시뮬레이션에서 고려된 사항은 다음과 같다.

- 전자광학추적장비 위치루프의 전달함수는 식(4.1)과 같이 대역폭 3 Hz의 2차 저역필터로 간략화

하여 시뮬레이션을 수행하였다.

$$G_{Az}(s) = \frac{(2\pi \cdot 3)^2}{s^2 + 2 \cdot 0.5 \cdot (2\pi \cdot 3)s + (2\pi \cdot 3)^2} \quad (4.1,a)$$

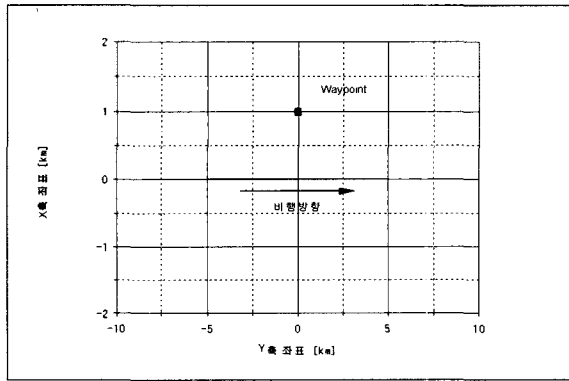
$$G_{El}(s) = \frac{(2\pi \cdot 3)^2}{s^2 + 2 \cdot 0.5 \cdot (2\pi \cdot 3)s + (2\pi \cdot 3)^2} \quad (4.1,b)$$



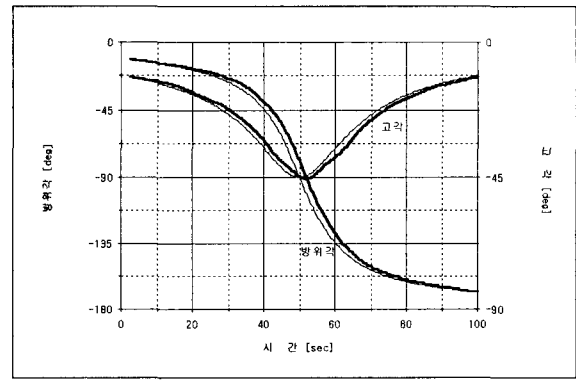
[그림 4.1] 시뮬레이션 모델 블럭도

이때 전자광학추적장비 위치루프의 동특성에 의하여 발생하는 시선 지향각도 오차는 약 0.3°이다.

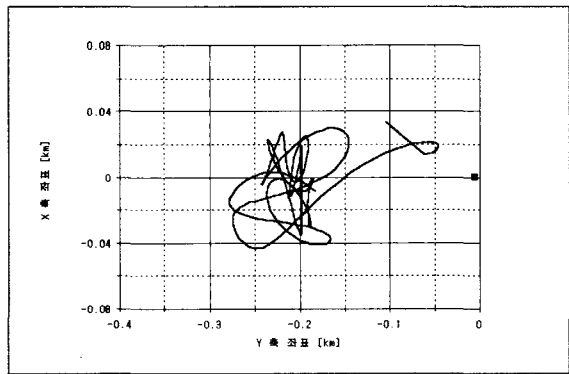
- 비행체 위치신호 발생은 GPS에서 발생하며, INS



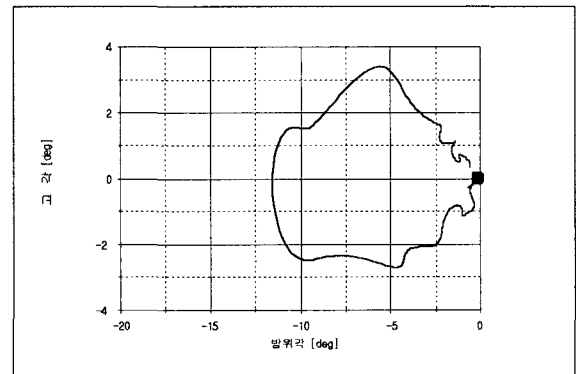
(a) 비행체 운동궤적



(b) 전자광학추적장비 시선 운동



(c) 시선 지향좌표 오차



(d) 시선 지향각도 오차

[그림 4.2] 비행모델 I

[표 4.1] 시뮬레이션에 인가된 조건

센서	항목	센서오차	시간 지연	전송 속도	비고
항 법 시스템	위도 $X_E$	$10 \sin(2\pi \cdot 0.01)t$ m	1 sec	1 sec	
	경도 $Y_E$	$10 \sin(2\pi \cdot 0.03)t$ m	1 sec	1 sec	
	고도 $Z_E$	$10 \sin(2\pi \cdot 0.05)t$ m	1 sec	1 sec	
자세 센서	Yaw $\Phi_{yaw}$	$0.3 \sin(2\pi \cdot 0.02)t$ °	1/60 sec	1/60 sec	
	Pitch $\Phi_{pitch}$	$0.3 \sin(2\pi \cdot 0.06)t$ °	1/60 sec	1/60 sec	
	Roll $\Phi_{roll}$	$0.3 \sin(2\pi \cdot 0.15)t$ °	1/60 sec	1/60 sec	
표적 좌표	위도 $X_{WP}$	$10 \sin(2\pi \cdot 0.11)t$ m	0 sec	1/60 sec	
	경도 $Y_{WP}$	$10 \sin(2\pi \cdot 0.07)t$ m	0 sec	1/60 sec	

는 탑재하지 않는다. GPS 신호 전송주기는 1 Hz이며, 1 샘플 지연된다고 가정한다. 샘플링 주기에 의한 영향은 신호를 보간법을 사용하여 샘플링 주파수를 증대하였다.

- 비행체의 자세센서 신호는 전자광학추적장비에서 샘플링 주기 60 Hz의 디지털 신호로 변환되고, 시스템 내부에서 1 샘플 지연된다.
- 비행체의 위치 및 자세 오차는 정현파를 인가하여 발생한다. 이로 인하여 전자광학추적장비 시선의 불규칙 운동을 발생한다. 이때 발생하는 오차계적은 실제 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차가 아니며, 비행체 위치 및 자세 오차에 의

한 전자광학추적장비 시선 지향각도 오차 범위를 의미한다. 인가된 비행체의 위치 및 자세, 표적좌표 오차는 표 4.1과 같다.

- 비행체의 전자지도와 연동되어 표적고도 정보가 전자광학추적장비로 전송된다.

시뮬레이션 결과에서 비행체의 위치 및 자세 오차가 없고, 시간지연 및 불감시간이 발생하지 않는 경우와 비교하였다.

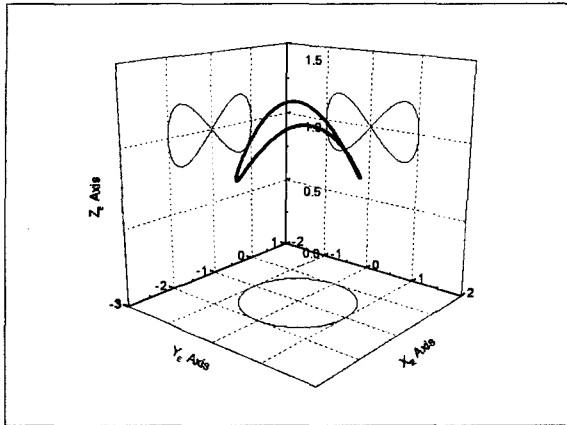
### 1. 비행궤적 I

비행체는 고도 1 km를 유지하며, 약 345 km/hr로 직선운동 한다. 비행체는 경도방향으로 직선운동을 하므로 비행체의 yaw 축은 90°이며, pitch 축과 roll축 운동은 없다고 가정하였다. 표적좌표는 (0,1) km에 위치한다.

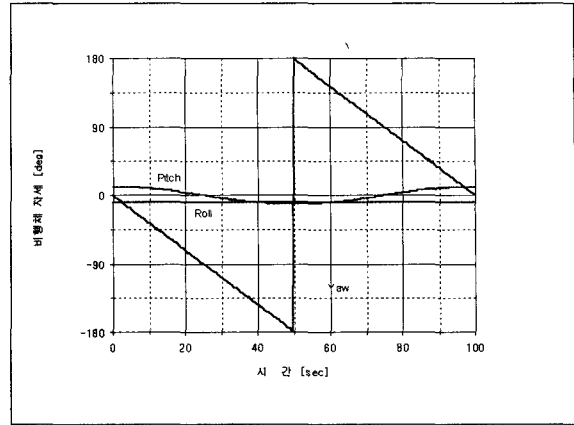
초기에 표적좌표가 비행방향에 위치하며 시간이 경과함에 따라 멀어지므로 전자광학추적장비 방위각은 0° 부근에서 시작하여 -180°로 접근한다. 또한 표적과 비행체의 최단거리는 비행체 좌표가 (0,0) km 지점이므로 고각은 -45°가 최저 위치이다. 비행체 자세는 yaw 축 방향으로 90°이므로 비행체 자세에 의한 방위각 보상신호는 90°가 유지된다.

전자광학추적장비 시선지향 좌표는 비행체가  $Y_E$  축으로 운동하므로 신호 시간지연에 의하여 표적좌표에 대하여  $Y_E$  축으로 벗어난 지점에 오차계적이 분포한다.

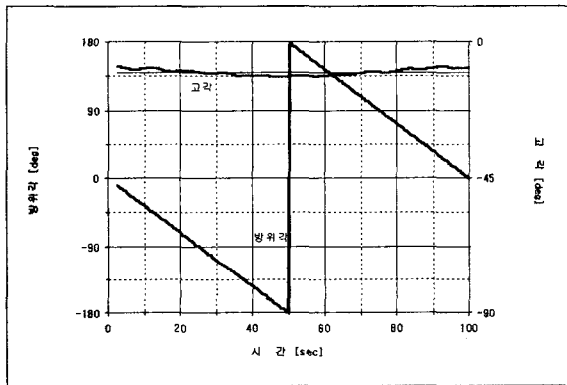
비행체가 표적좌표에서 멀리 있는 경우 시선 지향각도 오차는 식(3.13)의 분자항은 표적거리  $X_T, Y_T$ 는 센서오차 및 시간지연에 의한 오차  $X_s, Y_s$ 에 비하여 크고 분모항의 표적거리가 커지므로 센서오차 및 표적좌표 오차에 의한 오차가 적게 발생하며, 비행체가 표적좌표에 접근할수록 시선 지향각도 오차는 크게



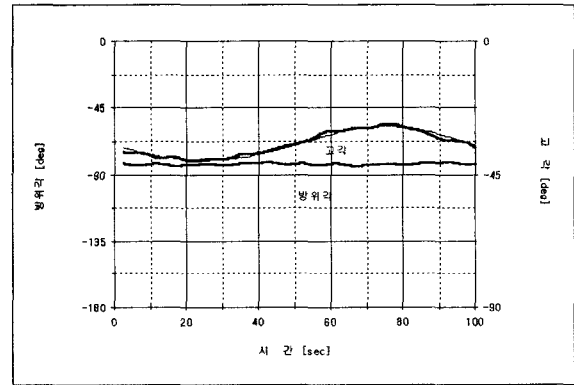
(a) 비행체 운동궤적



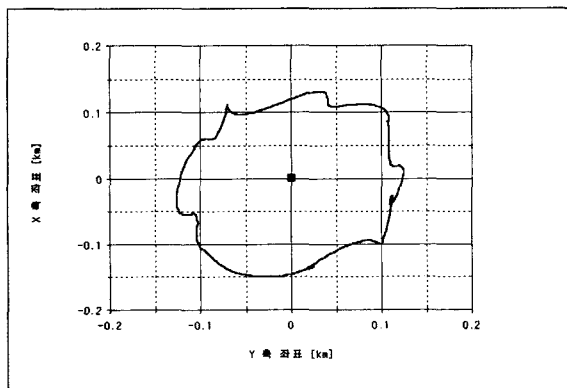
(b) 비행체 자세



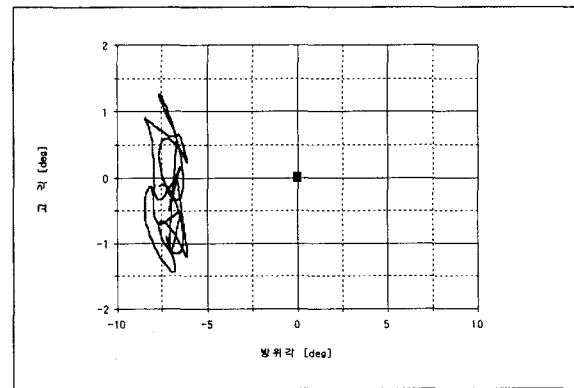
(c) 비행체 자세 보상신호



(d) 전자광학추적장비 시선 운동



(e) 시선 지향좌표 오차



(f) 시선 지향각도 오차

[그림 4.3] 비행모델 II

발생한다. 비행체가 표적좌표에 근접한다는 것은 전자광학추적장비 운동변화율(운동속도)이 증가한다는 것 동일한 의미이다. 고각은 방위각 운동 범위가 적으므로 고각방향의 시선 지향각도 오차 크기는 방위각에 비하여 크기가 적다.

## 2. 비행체적 II

비행체는 표적을 중심에 두고 등속도로 반경 1 km의 원운동을 수행한다. 이때 비행체의 방향은 반시계 방향이며, 속도는 약 230 km/hr 이다. 고도는 1 km를 중심으로  $\pm 200$  m의 변화를 갖는다. 비행체 yaw 축은  $360^\circ$  변화하며, pitch 축은 고도에 따라  $\pm 11.3^\circ$  변화한다고 가정한다. 한편 roll 축은  $-10^\circ$ 를 유지한다고 가정한다. 표적좌표는 비행체 운동궤적의 중심에 위치한다.

비행체는 반시계 방향으로 회전하므로, 전자광학추적장비 방위각 시선의 보상신호는  $360^\circ$  변화한다. 표적좌표는 비행궤적의 중심에 위치하므로 전자광학추적장비 방위각 시선은  $-90^\circ$ 를 발생한다. 고각 시선은 비행궤적 반지름이 1 km 인 원운동을 하며, 비행체가 고도에 변화가 발생한다. 따라서 비행체 고도 변화에 따른 고각의 운동이 발생한다.

방위각 시선명령이  $-90^\circ$ 를 발생하므로 비행체에 의한 보상신호는 roll 축 자세로서 보상된다. 전자광학추적장비 방위각은 동일한 방향으로 이동하므로 센서오차와 좌표 오차에 의한 시선 지향각도 오차궤적은 시간지연에 의하여 표적중심에서 벗어나 궤적을 형성한다. 고각의 시선 지향각도 오차는 비행체 고도 변화에 따른 항법시스템 시간지연에 의한 영향이 발생하지만, 고도변화의 속도가 빠르지 않으므로 고도변화가 없는 경우에 비하여 시선 지향각도 오차는 크게 증가하지 않는다.

## V. 결 론

표적좌표지향은 전자광학추적장비의 시선이 지정된 좌표를 향하는 기능이며, 본 논문은 비행체에 탑재되는 전자광학추적장비의 좌표추적 알고리즘 설계 및 오차해석, 시뮬레이션 분석결과를 기술하였다.

전자광학추적장비 표적좌표지향에서 시선 지향각도 오차가 중요한 요소인 경우에는 GPS와 INS 결합된 개념을 도입의 필요성을 제시하였다. 그렇지 않은 경우에 비행체 항법시스템의 보간기법(interpolation)을 사용하여 시선의 떨림을 보상하는 기법도 제시하였다. 일반적으로 비행체는 먼 거리의 표적을 탐지하고 표적방향으로 접근하므로 시선이동 기능을 보유하면 전자광학추적장비를 이용한 비행체 운용에 무리가 없을 것으로 판단된다. 한편, 표적좌표의 고도에 의한 시선 지향각도 오차는 전자지도와 연동하거나 혹은 표적위치의 고도를 직접 입력하여 오차를 감소시킬 수 있다.

전자광학추적장비 표적좌표 지향 기능의 도입은 시선을 표적까지 자동으로 이동함으로써 표적관측에 소요되는 시간을 단축하여 전자광학추적장비의 운용성을 크게 개선할 수 있으며, 특히 야간 및 악천후 상황에서 비행체의 안전운항이 기여할 것으로 기대된다.

## 참 고 문 헌

- [1] 김성수, 박주광, "EOTS 시선 안정화 제어기 연구(III)", 연구보고서, ATRC-409-940506, 국방과학연구소, 1994.
- [2] 박주광, "표적획득추적기술 연구(I) (연구모델 구성 및 성능시험)", 연구보고서, KTRC-417-991025, 연구보고서, 국방과학연구소, 1999.

- [3] 박주광, “영상감지기 설계(Ⅲ) (안정화 구동부)”, 연구보고서, TEDC-417-000601, 국방과학연구소, 2000.
- [4] John J. Craig, “Introduction to Robotics - Mechanics and Control”, Addison- Wesley Publishing Co., 1995.
- [5] Jay A. Farrell, Matthew Barth, “The Global Positioning System and Inertial Navigation”, McGraw-Hill, 1988.
- [6] D. Goshen-Meskin, I. Y. Bar-Itzhack,, “Observability Analysis of Piece-Wise Constant System Part II : Application to Inertial Navigation In-Flight Alignment”, IEEE Trans. On Aerospace and Electronic System, Vol.28, No.4, 1992.
- [7] Constantine H. Houppis, Gary B. Lamont, “Digital Control System”, McGraw-Hill, Inc., 1992.